

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Marko Špoljarić

Zagreb, 2013.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Mentori:

Prof. dr. sc. Zvonimir Guzović
Prof. dr. sc. Branimir Matijašević

Student:

Marko Špoljarić

Zagreb, 2013.

Izjavljujem da sam ovaj rad izradio samostalno koristeći stečena znanja tijekom studija i navedenu literaturu.

Zahvaljujem se profesorima Matijaševiću i profesoru Guzoviću na nesebičnoj pomoći pri izradi rada, te profesoru Vrdoljaku na pomoći pri izradi programske skripte u Matlabu, koja na kraju će se vidjeti, ipak nije primjenjena. Također, zahvalio bih se Savi Popoviću dipl. ing., zaposleniku Croatia Airlines i bivšem studentu fakulteta, na podacima kojima mi je pokušao omogućiti pristup.

Marko Špoljarić



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE



Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite
Povjerenstvo za završne ispite studija strojarstva za smjerove:
procesno-energetski, konstrukcijski, broдостројарски i inženjersko modeliranje i računalne simulacije

Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa:	
Ur.broj:	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student:

Mat. br.:

Naslov rada na
hrvatskom jeziku:

Naslov rada na
engleskom jeziku:

Opis zadatka:

Zadatak zadan:

Rok predaje rada:

Predviđeni datumi obrane:

Zadatak zdao:

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Igor Balen

SADRŽAJ

SADRŽAJ	I
POPIS SLIKA	II
POPIS TABLICA	III
POPIS OZNAKA	IV
SAŽETAK	V
SUMMARY	VI
1. UVOD	1
1.1. Nastanak plinske turbine	1
1.2. Turboventilatorski motor	2
2. FIZIKALNI ZAKONI POGONA MLAZNIH MOTORA	4
2.1. Princip potiska kod mlaznog motora (primjenjivo na turboventilatorski)	4
2.2. Potisak, Snaga i Propulziona Iskoristivost	7
2.3. Parametri kod turboventilatorskog motora	9
2.3.1. Omjer sekundarnog i primarnog protoka (BPR)	9
2.3.2. Potisak turboventilatorskog motora	9
2.3.3. Brzina mlaza i propulzivna iskoristivost	9
2.4. Termodinamika mlaznog motora	11
2.4.1. Idealan Braytonov ciklus	11
2.4.2. Stvarni Braytonov ciklus	14
3. PERFORMANSE MOTORA	17
3.1. Potisak za idealni ciklus sa zrakom	17
3.2. Stvarni proces kompresije i ekspanzije	19
3.3. Performanse turboventilatorskog motora	20
3.3.1. Omjer zraka i goriva	20
3.3.2. Potisna specifična potrošnja goriva	21
3.3.3. Bezdimenzijski parametri	21
4. Metodologija izrade proračunskog modela	24
5. ZAKLJUČAK	26
LITERATURA	27
PRILOZI	28

POPIS SLIKA

Slika 1.	Mlazni motor RR Viper izložen u hodniku FSB-a.....	1
Slika 2.	Prikaz dijelova turboventilatorskog motora.....	2
Slika 3.	Sile koje djeluju na diferencijalni element fluida [1]	4
Slika 4.	Prikaz sila koje djeluju na kućište motora	5
Slika 5.	Prikaz sila potiska i sile F	6
Slika 6.	Dijagram promjene potiska, snage i iskoristivosti s promjenom ulazne brzine [1] ..	8
Slika 7.	Dijagram utjecaja brzine leta na idealni potisak i propulzivnu iskoristivost [1] ...	10
Slika 8.	Shema Braytonovog ciklusa	11
Slika 9.	Dijagrami koji prikazuju idealni Braytonov ciklus [1]	11
Slika 10.	T,s dijagram stvarnog Braytonovog ciklusa [1].....	14
Slika 11.	Detaljni prikaz idealnog Braytonovog ciklusa [1]	17
Slika 12.	h,s/R dijagram stvarnog ciklusa turboventilatorskog motora [1].....	19
Slika 13.	Prikaz karakteristike motora [1].....	23

POPIS TABLICA

Tablica 1. Usporedba karakteristika dva nepovratna ciklusa	[1].....	13
--	----------	----

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
A	m^2	površina
a	m/s^2	brzina zvuka
AFR	$(kg/s)_Z/(kg/s)_G$	omjer masenih protoka zraka i goriva
BPR	$(kg/s)/(kg/s)$	omjer masenih protoka hladne i tople struje
c_p	$J/(kgK)$	specifični toplinski kapacitet pri $p=konst.$
c_v	$J/(kgK)$	specifični toplinski kapacitet pri $v=konst.$
D	m	promjer
F	N	sila
H	J/kg	specifična entalpija
M	-	Machov broj
\dot{m}	kg/s	maseni protok
N	o/min	broj okretaja stroja
P	Pa	tlak
P	W	snaga
Pr	-	kompresijski omjer
Q	J/kg	specifična toplina
S	J/kg	specifična entropija
T	N	potisak
T	K	temperatura
$tsfc$	$kg/N \cdot s$	potisna specifična potrošnja goriva
V	m/s	brzina
W	J/kg	specifični tehnički rad
δ	-	omjer tlakova normiran po SSL
Θ	-	temperaturni omjer
Θ	-	maksimalni temperaturni omjer
θ	-	omjer temperatura normiran po SSL
η	-	iskoristivost

SAŽETAK

Ovim se radom željela prikazati metodologija rada jednog turbofan motora (motora s opstrujavajućom strujom zraka), te, ako se uspije doći do podataka, tu metodologiju prikazati na primjeru jednog motora. Točnije, željelo se prikazati kako neki parametri utječu na sam rad motora, odnosno bitnu karakteristiku motora, njegov potisak. Parametri koji su uzeti u obzir bili su temperatura i tlak na ulazu u motor (točnije kompresor), te se gledalo kako njihova promjenjivost s visinom utječe na potisak samog motora. Prva ideja je bila da ogledni motor bude Rolls-Royce Trent 800, međutim kako nije bilo moguće doći do podataka koji su bili potrebni za sam motor, odlučeno je u razmatranje uzeti motor CFM56-5A koji se upotrebljava na jednom od zrakoplova Croatia Airlines. Ulazeći dublje u proračun, ispostavilo se da i uz prikupljene podatke neće biti moguće sprovesti proračun za konkretan slučaj. Razlog leži u tome da nije bilo dovoljno podataka za motor koji su bili potrebni. Ali, metodologija je prikazana.

Ključne riječi:

zrakoplov, motor, turbofan, potisak, temperatura, tlak

SUMMARY

Within this bachelor degree thesis intentet was to present work methodology of turbofan engine and if data was available, apply it on example of real engine. To be more exact, idea was to present how some parameters influence the thrust of an engine. The parameters taken under consideration are temperature and pressure on the engine inlet (or to be more exact on compressor inlet). Intent was to find out how their variability, with regard to altitude, influence the thrust of an engine. As example engine, first it was taken Rolls-Royce Trent 800, but after unsuccessful acquiring of the required data it was decided to use CFM56-5A engine, used on one of the planes in Croatia Airlines fleet. As the analysis went deeper, it was becoming clear it will not be possible to make a calculation for a concrete example of engine. The reasons are lack of necessary data on engine. Although the methodology is shown.

Key words:

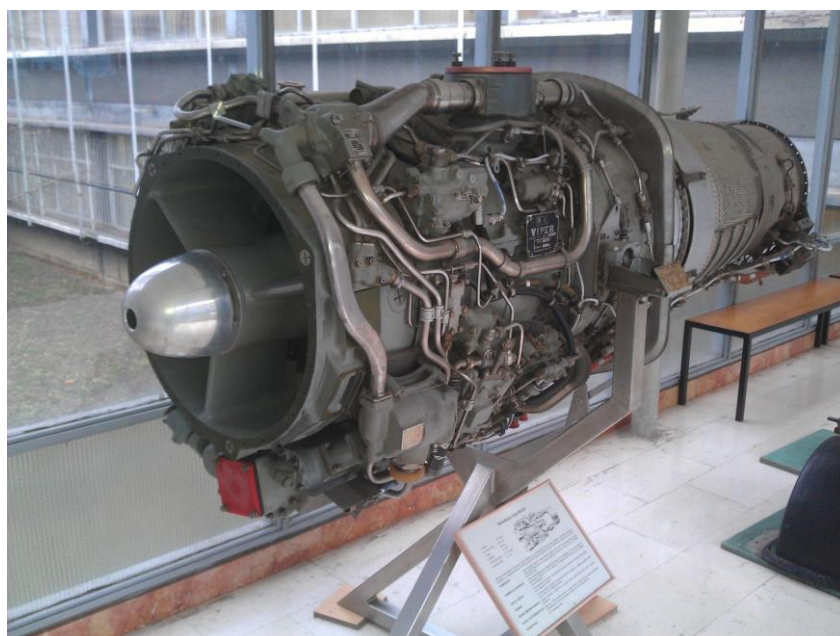
aircraft, engine, turbofan, thrust, temperature, pressure

1. UVOD

U uvodnom će se dijelu prikazati kratki povijesni pregled plinskih turbina, te sama tema ovog završnog rada – turboventilatorski motor.

1.1. Nastanak plinske turbine

U zrakoplovstvu su se kao prvi mehanički pogonski sustavi koristili klipni motori. Vođen željom da napravi pogon koji bi omogućio let pri većim brzinama i visinama, Whittle 1930. patentira svoj novi pogon. U približno isto vrijeme (1933.), vođen željom da pogon bude snažniji i lakši, von Ohaim izrađuje svoj novi pogon. Međusobno se ne poznavajući, ova dvojica izumitelja pokreću novu eru u zrakoplovstvu izumom mlaznog motora.



Slika 1. Mlazni motor RR Viper izložen u hodniku FSB-a

Godine 1937., koristeći von Ohainov mlazni motor, polijeće prvi zrakoplov pogonjen mlaznim pogonom, Heinkel He178. Prvi zrakoplov pogonjen Whittleovim motorom bio je Gloster E28/39, koji polijeće 1941. godine. Za razliku od klipnih motora, glavna odlika mlaznog motora bila je veliki i stalan protok zraka kroz sam motor.

Problem ranih mlaznih motora bio je nizak kompresijski omjer i visoka potrošnja goriva. Kasnijim razvojem tehnologije, materijala i razumijevanja samog rada mlaznog motora, dobivaju se viši kompresijski omjeri, veće temperature izgaranja, te na poslijetku veće energije i potisne sile.

U današnje vrijeme razlikujemo nekoliko tipova plinskih turbina :

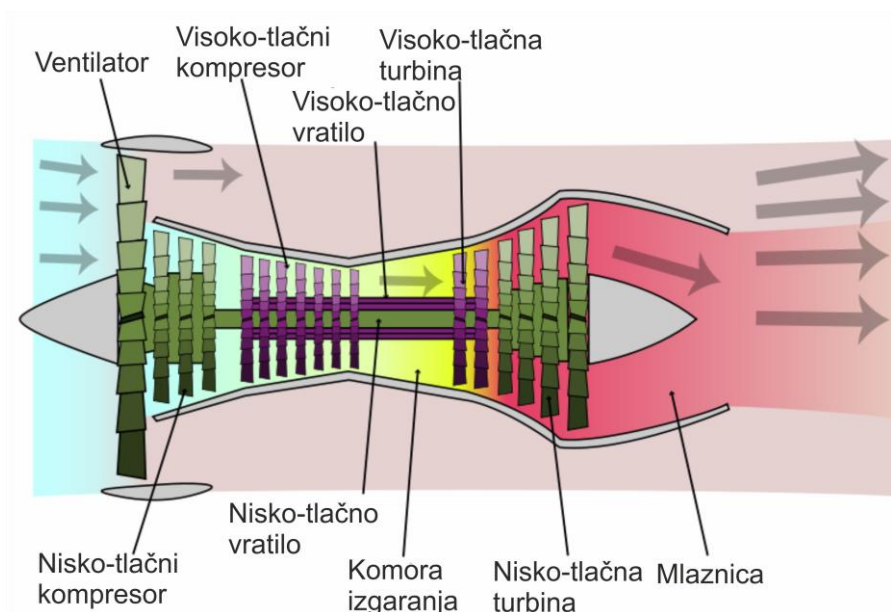
- Turbomlazni motor
- Turboventilatorski motor
- Turbopropelerski motor
- Turboosovinski motor

Naravno, svaki od gore navedenih tipova plinskih turbina ima svoje specifične karakteristike i nalazi svoju primjenu u raznim tipovima letjelica poput zrakoplova generalne avijacije, borbenih zrakoplova, helikopterima, te tome slično.

1.2. Turboventilatorski motor

Specifičnost turboventilatorskog motora jest opstrujavajuća (hladna) struja zraka i veliki ventilator koji dolazi prije kompresora. U odnosu na turbomlazni motor, turboventilatorski ce osim struje zraka koja teče kroz jezgru, imati i struju koja teče oko sklopa kompresor-komora izgaranja-turbina.

Odvajanje struje zraka događat će se već na samom ulazu u motor, točnije nakon usisnika i ventilatora. Očito je, iz same geometrije, da će protok zraka kroz ovakav tip motora biti puno veći nego kroz turbomlazni motor. Postavlja se pitanje što time dobivamo. Ako razmotrimo osnovnu jednadžbu za protok zraka $q_m = \rho \cdot A \cdot V$, vidljivo je da ako se poveća površinu kroz koji protiče zrak, može se smanjiti brzinu.



Slika 2. Prikaz dijelova turboventilatorskog motora

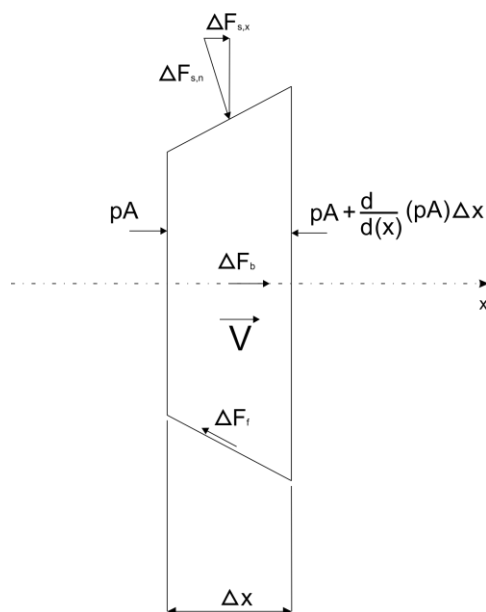
Za subsonične brzine, ovom se konfiguracijom dobiva smanjena potrošnja goriva i smanjena buka. To ih čini ekonomičnima i vrlo pogodnim za tržište. Trendovi u svijetu teže tome da svaki sustav bude što ekonomičniji, te samim time smanjena potrošnja goriva operaterima predstavlja veliki plus pri nabavci nekog zrakoplova. Buka je danas veliki problem zrakoplovne industrije. Naime, mnogi su aerodromi smješteni u blizini naselja. Samim time razina buke koju stvara zrakoplov pri uzlijetanju ili slijetanju može biti bitan faktor u tome može li ili ne zrakoplov koristiti dotični aerodrom.

Turboventilatorski motori imaju i ograničenja. Ona se tiču same brzine leta. Zrakoplovi koji koriste ovaj tip motora, uglavnom, ne prelaze brzine od 0.7M. No, kako se tu ne radi o borbenim zrakoplovima, to ne predstavlja problem.

2. FIZIKALNI ZAKONI POGONA MLAZNIH MOTORA

2.1. Princip potiska kod mlaznog motora (primjenjivo na turboventilatorski)

Razmatranje fizikalnih pojava počinje s razmatranjem drugog Newtonovog zakona za gibajući fluid koji se može interpretirati kao mjera promjene momenta u gibajućem fluidu.



Slika 3. Sile koje djeluju na diferencijalni element fluida [1]

Krećemo od jednadžbe impulsa F (iliti funkcije potiska) :

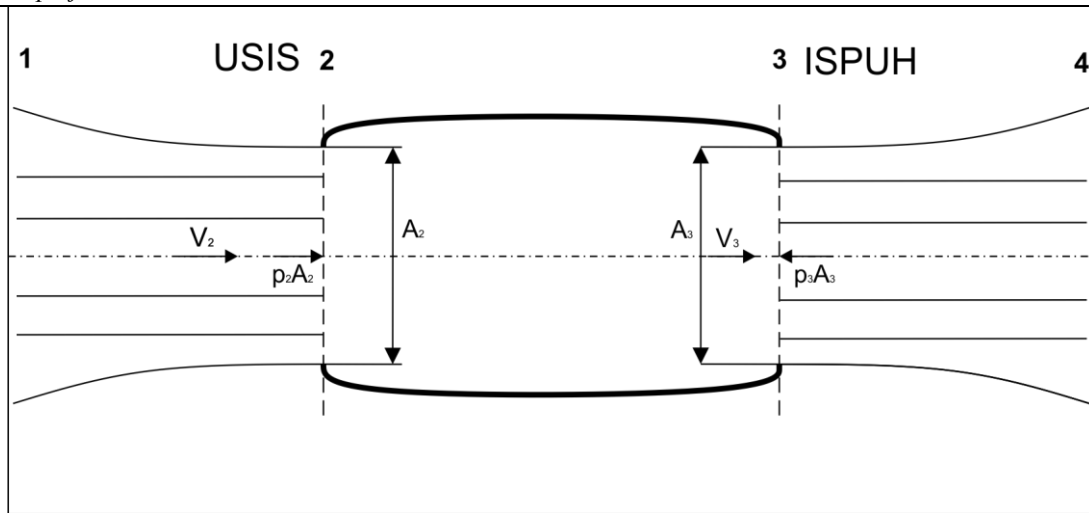
$$F = \dot{m}V + pA \quad (1)$$

Kada je radni fluid zrak (ili dimni plin) sile na tijelo se obično zanemaruju, dok je sila trenja zanemarivo mala.

Stoga za ovaj slučaj, mjerodavna je jednadžba :

$$(dF = p dA = dF)_x \quad (2)$$

gdje je p tlak koji djeluje na svakoj strani elementarnog dijela fluida.



Slika 4. Prikaz sila koje djeluju na kućište motora

Sila fluida koja djeluje na unutarnje površine volumena biti će :

$$T_{int} = F_3 - F_2 = (\dot{m}V + pA)_3 - (\dot{m}V + pA)_2 \quad (3)$$

gdje T_{int} predstavlja potisak fluida na unutarnju površinu motora.

Na vanjsku će površinu motora djelovati sila

$$T_{ext} = \sum p_{ext} dA = p_a (A_{max} - A_3) - p_a (A_{max} - A_2) = p_a (A_2 - A_3) \quad (4)$$

gdje je p_a atmosferski tlak koji djeluje na vanjske površine motora.

Sveukupni potisak možemo dobiti sumiranjem T_{int} i T_{ext}

$$T = T_{int} + T_{ext} \quad (5)$$

$$T = F_3 - F_2 + p_a (A_2 - A_3) \quad (6)$$

$$T = [\dot{m}V_3 + (p_3 - p_a)A_3] - \dot{m}_a V_1 \quad (7)$$

i dalje raspisivanjem, uz određene pretpostavke $\dot{m}_f \ll \dot{m}_a$, $\dot{m} = \dot{m}_f + \dot{m}_a$, $\dot{m} \sim \dot{m}_a$, $p_2 = p_a$,

$V_2 = V_1$ dobiva se konačni oblik jednačbe za potisak

$$T = \dot{m}_a (V_3 - V_1) + (p_3 - p_a)A_3 \quad (8)$$

u kojoj je vrlo često $p_3 = p_a$, pa je vidljivo da što je veći protok i razlika brzina, tim će biti veći potisak. Možemo, generalno, zaključiti da veliki potisak zahtjeva ili velik motor (usis) da bi bio čim veći protok, ili veliku izlaznu brzinu.

Ako se razmatra presjek dovoljno od motora, možemo uzeti uniforman tlak $p_1 = p_4 = p_a$.

Nadalje, ako promotrimo odnose između kontrolnih točaka 3 i 4 na slici 4., dolazimo do odnosa

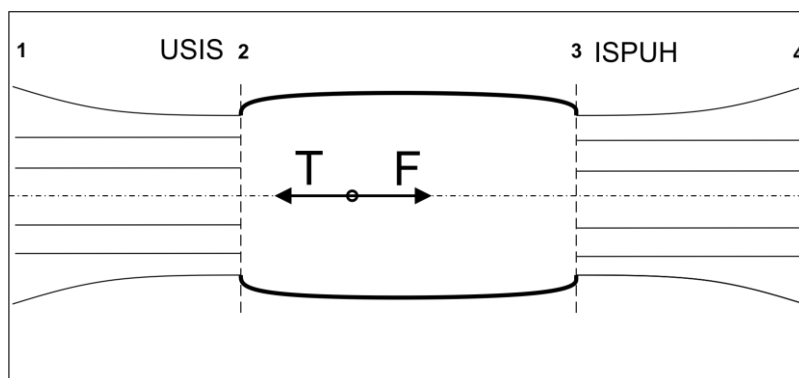
$$\dot{m}V_4 = \dot{m}V_3 + (p_3 - p_a)A_3 \quad (9)$$

koji ako se uvrsti u jednadžbu (7) dobiva se silu F koja je po iznosu jednaka sili potiska, ali djeluje u suprotnome smjeru. Odnosno potisak je reakcija na silu F

$$-F = \dot{m}V_4 - \dot{m}_a V_1 \quad (10)$$

$$T = \dot{m}V_4 - \dot{m}_a V_1 \quad (11)$$

gdje je brzina V_1 uzeta kao brzina na usisu, iako je prema gornjoj slici to brzina leta zrakoplova. Ovo pojednostavljenje ne bi moglo biti uzeto recimo za polijetanje gdje je $V_1=0$, već za situaciju u kojoj je uspostavljeno strujanje i gdje je moguće primijeniti jednakost brzina $V_1=V_2$.



Slika 5. Prikaz sile potiska i sile F

Primjenjivost gornjih izraza i na turboventilatorski motor, uz poneke preinake, moguće je jer on u sebi sadrži jezgru kroz koju prolazi topla struja, a ona je ekvivalentna prolazu zraka kroz turbomlazni motor.

2.2. Potisak, snaga i propulziona iskoristivost

Nakon što je utvrđen osnovni princip rada mlaznog motora, potrebno je reći i nekoliko riječi o veličinama, također usko vezanim uz rad motora, snage i iskoristivosti.

Propulziona iskoristivost za mlazni motor dana je jednadžbom

$$\eta_p = \frac{\text{korisna snaga}}{\text{korak uložene enrgije}} = \frac{TV_1}{\frac{1}{2}\dot{m}V_4^2 - \frac{1}{2}\dot{m}_a V_1^2} \quad (12)$$

$$\eta_p = \frac{2V_1}{V_4 + V_1} = \frac{2(\frac{V_1}{V_4})}{1 + \frac{V_1}{V_4}} = \frac{2v}{1 + v} \quad (13)$$

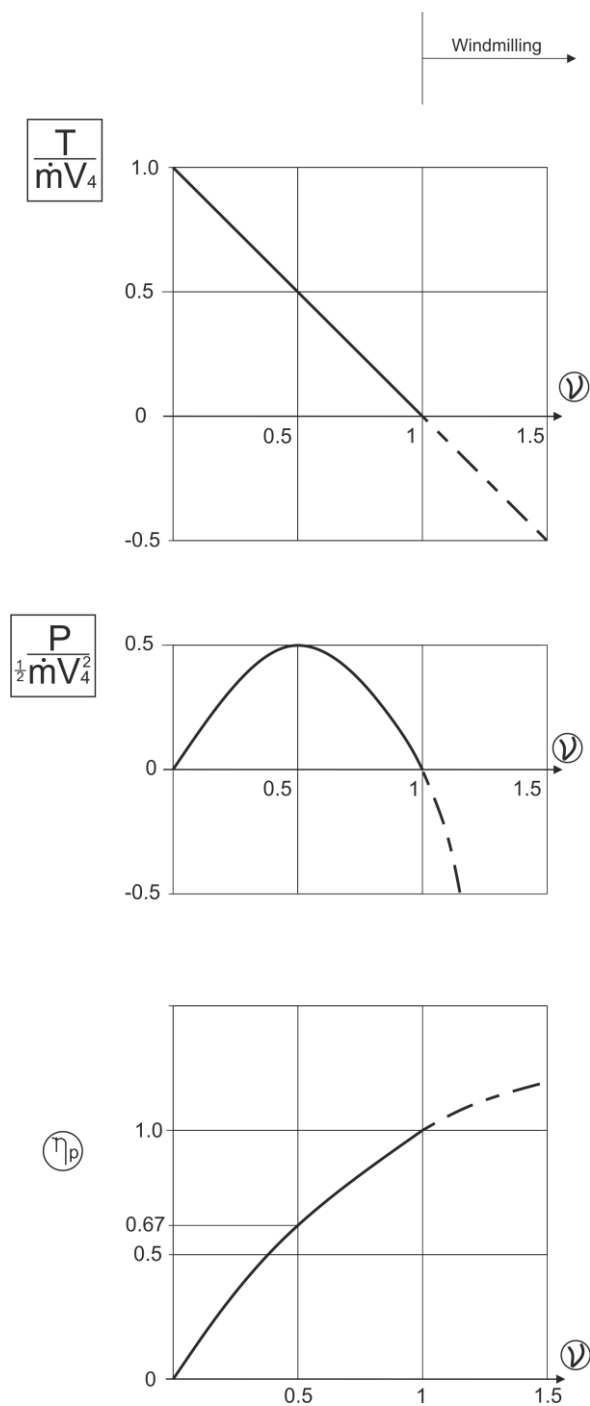
gdje se v može interpretirati kao parametar napadne brzine.

Potisak se može prikazati, kako je već u prethodnom pasusu spomenuto,

$$T = \dot{m}V_4 - \dot{m}_a V_1 \sim \dot{m}(V_4 - V_1) = \dot{m}V_4(1 - v) \quad (14)$$

dok se snagu prikazuje jednadžbom

$$P = TV_1 \sim \dot{m}V_1(V_4 - V_1) = \dot{m}V_4^2(1 - v)v. \quad (15)$$



Slika 6. Dijagram promjene potiska, snage i iskoristivosti s promjenom ulazne brzine [1]

2.3. Parametri kod turboventilatorskog motora

2.3.1. Omjer sekundarnog i primarnog protoka (BPR)

BPR predstavlja važan parametar kod turboventilatorskih motora. On daje omjer protoka između optočne (hladna, bypass) struje i struje koja prolazi kroz jezgru (topla, core)

$$BPR = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}} \quad (16)$$

gdje \dot{m} predstavlja protočnu masu struje koja prolazi kroz jezgru, odnosno sklop kompresor-komora izgaranja-turbina, dok \dot{m}_f predstavlja protočnu masu struje koja opstrujava jezgru.

2.3.2. Potisak turboventilatorskog motora

Primjenom drugog Newtonovog zakona na ovakav motor dobiva se jednačba za potisak

$$T_F = (\dot{m} + \dot{m}_F)(V_F - V_1) \quad (17)$$

i u raspisanom obliku

$$T_F = \dot{m}V_4(1 + BPR)\left(\frac{V_F}{V_4} - \frac{V_1}{V_4}\right). \quad (18)$$

2.3.3. Brzina mlaza i propulzivna iskoristivost

Energije koje su bitne za razumijevanje procesa unutar mlaznog motora su :

- gubitak kinetičke energije mlaza tople struje

$$\frac{1}{2}\dot{m}(V_4^2 - V_F^2) \quad (19)$$

- povećanje kinetičke energije sekundarne struje

$$\frac{1}{2}\dot{m}_F(V_F^2 - V_1^2) \quad (20)$$

gdje je V_1 brzina nailazeće struje (brzina kretanja zrakoplova), V_4 brzina tople struje, dok V_F predstavlja brzinu izmješane tople i hladne struje.

Za mehaničku iskoristivost turboventilatorskog pogona, zakon očuvanja energije će zahtijevati da

$$\frac{1}{2}\dot{m}(V_4^2 - V_F^2)\eta_D = \frac{1}{2}\dot{m}_F(V_F^2 - V_1^2) \quad (21)$$

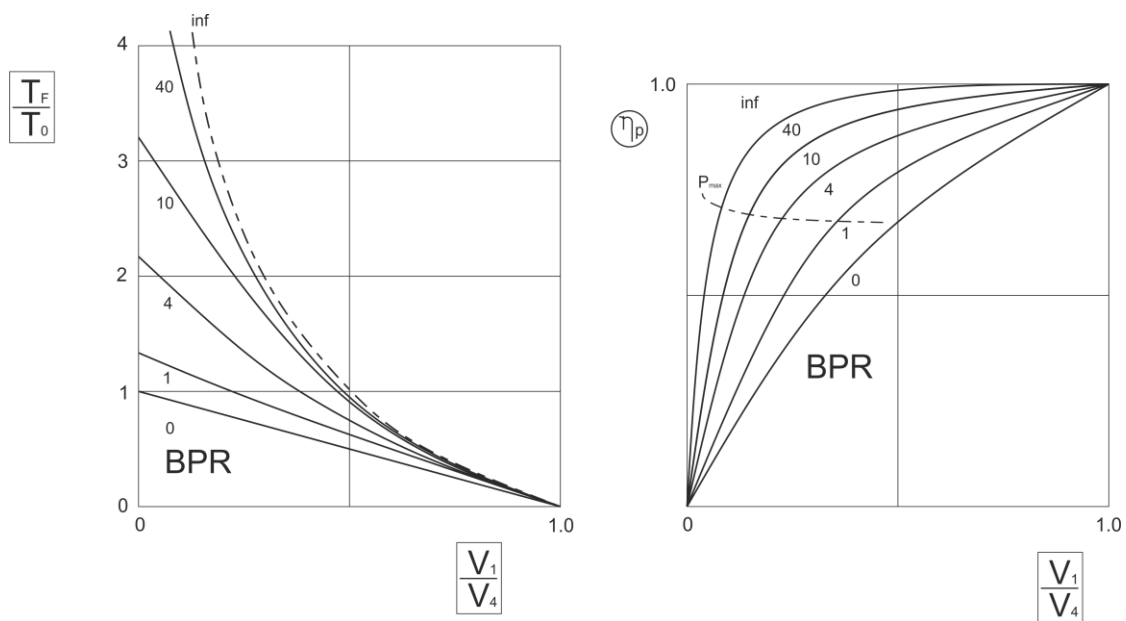
gdje će se daljnjim raspisivanjem dobiti

$$\frac{\dot{m}_F}{\dot{m}} = \frac{(V_4^2 - V_F^2)}{(V_F^2 - V_1^2)}\eta_D \quad (22)$$

iz čega se jasno vidi da je gornja jednadžba jednaka BPR-u

$$BPR = \frac{(V_4^2 - V_F^2)}{(V_F^2 - V_1^2)}\eta_D. \quad (23)$$

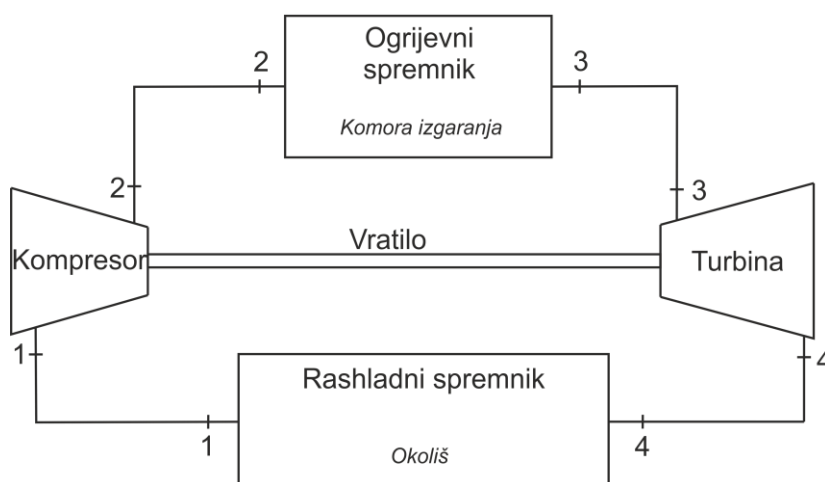
Tipične vrijednosti iskoristivosti η_D se kreću oko 0.9. Iz gornje je jednadžbe vidljivo da će se povećanjem BPR-a, povećavati i propulzivna iskoristivost η_D .



Slika 7. Dijagram utjecaja brzine leta na idealni potisak i propulzivnu iskoristivost [1]

2.4. Termodinamika mlaznog motora

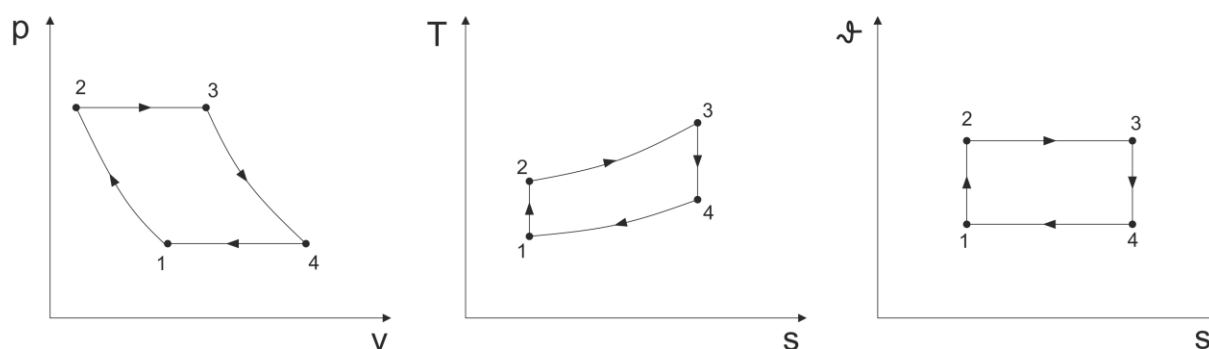
Također vrlo važan dio fizike mlaznih motora predstavlja termodinamička analiza. Kružni ciklus po kojem rade mlazni motori poznat je kao **Braytonov (Joulesov) ciklus**. Sastoji se od dvije izentroke i dvije izobare, odnosno od kompresora i turbine (izentroke) i komore izgaranja i izmjenjivača topline (izobare) koji je u ovom slučaju rashadni spremnik, odnosno okoliš. Konkretno će to izgledati ovako :



Slika 8. Shema Braytonovog ciklusa

2.4.1. Idealan Braytonov ciklus

Prikaz idealnog Braytonovog ciklusa u relevantnim dijagramima imati će slijedeći oblik



Slika 9. Dijagrami koji prikazuju idealni Braytonov ciklus [1]

Prije svega treba navesti neke omjere koji će se kasnije kroz daljnji prikaz pojavljivati :

- kompresijski omjer

$$Pr = \frac{p_2}{p_1} \quad (24)$$

- temperaturni omjer

$$\vartheta = \frac{T_2}{T_1} \quad (25)$$

- maksimalni temperaturni omjer

$$\Theta = \frac{T_{max}}{T_{min}} = \frac{T_3}{T_1} \quad (26)$$

s time da je $T_1=T_{min}$ i predstavlja temperaturu usisa, $T_3=T_{max}$ i predstavlja temperaturu po izlasku iz komore izgaranja. Kompresijski omjer za plinske turbina nam se kreće od 10 do 40. Važno je napomenuti da ovdje vrijede sve termodinamičke zakonitosti kako za izentropu, tako i za izobaru.

Promotrimo dovedenu toplinu, odnosno događanja u komori za izgaranje.

$$q_{dov} = c_p(T_3 - T_2) = c_p T_1(\Theta - \vartheta) \quad (27)$$

Jasno se vidi da će se povećanjem temperature izgaranja povećati i dovedenu toplinu. Može se prikazati i izraz za odvedenu toplinu

$$q_{dov} = c_p(T_4 - T_1) = c_p T_1 \left(\frac{\Theta}{\vartheta} - 1 \right) \quad (28)$$

kako bi na poslijetku bilo vidljiv i izraz za rad cijelog sustava

$$w_{net} = q_{dov} - q_{dov} \quad (29)$$

Ako ga se raspiše dobit će se izraz iz kojeg je moguće izvući i neke konkretne zaključke

$$w_{net} = c_p T_1(\Theta - \vartheta) \left(1 - \frac{1}{\vartheta} \right). \quad (30)$$

Iz gornjeg je izraza vidljivo da će se povećanjem temperature izgaranja povećati i rad koji se dobije iz sustava. Jasno, povećanje temperature izgaranja nije jednostavan proces. Samu temperaturu nije problem povećati, međutim javlja se problem materijala. Materijali od kojih se izrađuju lopatice turbine i kućište komore izgaranja još uvijek nisu dovoljno dobri da bi se mogli koristiti pri toliko visokim temperaturama. Uobičajene vrijednosti temperatura izgaranja koje danas nalazimo u zrakoplovnoj praksi kreću se od 1000 pa do otprilike 1300 Celzijevih stupnjeva.

Za očekivati je da će se razvojem novih materijala i te brojke povećati, te da će se samim time dobiti i motore većih radnih kapaciteta.

Iskoristivost motora koji radi po Braytonovu ciklusu možemo izraziti kao

$$\eta = \frac{w_{net}}{q_{dov}} = 1 - \frac{1}{\vartheta} \quad (31)$$

Osvrnimo se malo na motore koji rade po Otto ciklusu. U uvodu se postavilo pitanje zašto su se prestali koristiti klipni (Otto) motori. Odgovor na to ćemo dobiti ako promotrimo jednadžbu (27). Ekvivalentni izraz za Otto ciklus izgledat će isto s iznimkom što će umjesto c_p , stajati c_v . Kako znamo da je $c_p > c_v$, između ostalih ukazatelja, to će indicirati da će dovedena toplina biti veća (za oko 40%), a samim time da će i rad Braytonova ciklusa biti veći. Iako je važno za napomenuti kako će iskoristivost kod motora koji radi po Ottovom ciklusu biti veća (zbog manjih gubitaka). Konkretni slučaj može se prikazati usporedbom dvaju nepovratnih procesa sa zadanim $\vartheta = T_3/T_1 = 6$, u slijedećoj tablici :

Tablica 1. Usporedba karakteristika dva nepovratna ciklusa [1]

Otto (klipni stroj)	Brayton (plinska turbina)
$w = (6 - \vartheta)(1 - 1/\vartheta)2.5$	$w = (6 - \vartheta)(1 - 1/\vartheta)3.3$
$q = (6 - \vartheta)2.5$	$q = (6 - \vartheta)3.3$

2.4.2. Stvarni Braytonov ciklus

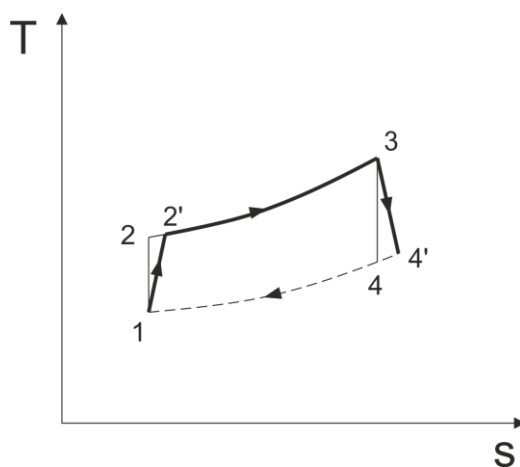
Važno je razumijeti da postoje činjenice koje ograničavaju analizu idealnog ciklusa, te da se idealan ciklus koristi samo u teorijskom razmatranju. Koristimo ga jer omogućava pojednostavljenu analizu, koja je bitna za razumijevanje. Međutim, ako se želi dobiti realne rezultate onda nam je bitno koristiti realan Braytonov ciklus.

Činjenice koje ograničavaju analizu idealnog ciklusa :

- 1) Stvarni (neidealni) procesi : $\Delta s_{\text{real}} > \Delta s_{\text{ideal}}$
- 2) Promjena specifičnih toplota : produkti izgaranja i temperatura
- 3) Toplinski gubici : nepotpuno izgaranje, zračenje, provođenje, konvekcija
- 4) Mehanički i gubici pumpanja : trenje u ležajevima i strujanje radnog fluida
- 5) Promjena masenog toka : gorivo i prednabijanje povećavaju, dok propuštanja ili prostrujavanja smanjuju

Prethodno navedene činjenice degradiraju idealni ciklus. Zbog gore navedenih degradacija, stvarni termodinamički ciklus se naziva indicirani ciklus. Iz te fraze proizlazi naziv za izlaznu snagu, odnosno indiciranu snagu IP.

Prikaz Braytonova ciklusa u relevantnom T,s dijagramu izgleda ovako



Slika 10. T,s dijagram stvarnog Braytonovog ciklusa [1]

Za dio procesa od točke 4 do točke 1 pretpostavlja se da se odvija idealno. Radi se o zamjeni dimnih plinova svježim zrakom u otvorenom procesu. Proces izgaranja (točke 2-3) ne odvija se idealno jer postoje gubici i samim time se povećava entropija sustava, dakle nije izentropski.

Za bolje razumijevanje, poslužit će nam iznetropska iskoristivost (<1) procesa kompresije η_c i procesa ekspanzije η_e . Zapisuje ih se kao

$$\eta_c = \frac{\Delta h}{\Delta h'} \quad (32)$$

$$\eta_e = \frac{\Delta h'}{\Delta h} \quad (33)$$

gdje Δh predstavlja idealnu (izentropsku) promjenu entalpije, dok $\Delta h'$ predstavlja stvarnu promjenu entalpije. Kako iz termodinamičkih zakonitosti znamo da je $\Delta h = c_p \Delta T$, sve dok je $c_p = konst.$, gornje izraze može se zapisati kao

$$\eta_c = \frac{\Delta T}{\Delta T'} = \frac{T_2 - T_1}{T_{2'} - T_1} \quad (34)$$

$$\eta_e = \frac{\Delta T'}{\Delta T} = \frac{T_3 - T_4}{T_3 - T_{4'}} \quad (35)$$

Nadalje može se zapisati radove kompresije i ekspanzije

$$w_c = \Delta h' = c_p \Delta T' = c_p (T_{2'} - T_1) = \frac{c_p (T_{2'} - T_1)}{\eta_c} = \frac{c_p T_1 (\vartheta - 1)}{\eta_c} \quad (36)$$

$$w_e = \Delta h' = c_p \Delta T' = \eta_e c_p (T_3 - T_4) = \eta_e c_p T_3 \left(1 - \frac{1}{\vartheta}\right) \quad (37)$$

a može ih se prikazati i u bezdimenzijskom obliku

$$\frac{w_e}{c_p T_1} = \eta_e \Theta \left(1 - \frac{1}{\vartheta} \right) \quad (38)$$

$$\frac{w_c}{c_p T_1} = \frac{\vartheta - 1}{\eta_c} . \quad (39)$$

Poznavajući gornje relacije vrlo lagano se dolazi do izraza za koristan rad

$$w = w_e - w_c \quad (40)$$

$$\frac{w}{c_p T_1} = \frac{w_e}{c_p T_1} - \frac{w_c}{c_p T_1} = \eta_e \Theta \left(1 - \frac{1}{\vartheta} \right) - \frac{\vartheta - 1}{\eta_c} . \quad (41)$$

Isto bi se dobilo da se išlo računati preko toplina.

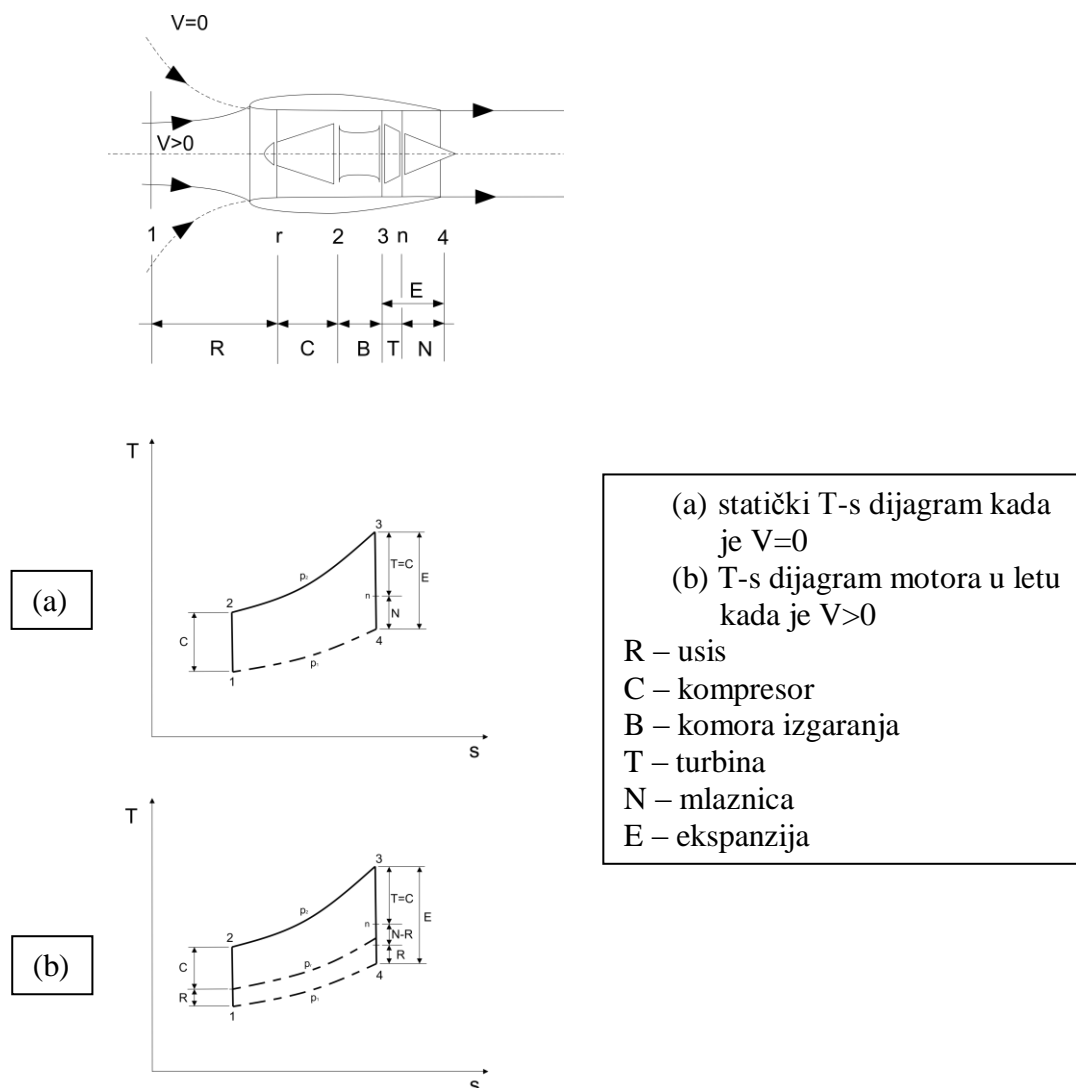
3. PERFORMANSE MOTORA

U ovom će poglavlju biti obrađena tematika koja će na kraju biti od pomoći pri prikazivanju performansi motora u dijagramu.

3.1. Potisak za idealni ciklus sa zrakom

Jednostavna zrakoplovna plinska turbina i osnovne jednadžbe potiska u ovom će dijelu biti objedinjene kako bi se dobio potisak motora koji radi po idealnom Braytonovom ciklusu. Takav motor sastoji se od podzvučnog usisnika, kompresora i direktno spojenom turbinom, i mlaznicom.

Kod idealnih ciklusa specifični toplinski kapacitet c_p je konstantan. Samim time je entalpija ovisna samo o promjeni temperatura, odnosno $h=c_pT$.



Slika 11. Detaljni prikaz idealnog Braytonovog ciklusa [1]

Presjek r prikazuje stanje nakon nabojne kompresije u usisniku, dok presjek n prikazuje stanje na izlazu iz turbine.

Prvo ćemo prikazati idealni statički potisak T_0 . Naime, on je direktno proporcionalan energiji mlaza. Energija mlaza će biti ona energija koja ostaje od energije ekspanzije, nakon što se namiri energija potrebna za pogon kompresora.

- Rad ekspanzije

$$\Delta h_e = c_p (T_3 - T_4) = c_p T_3 \left(1 - \frac{1}{\vartheta}\right) \quad (42)$$

- Rad kompresije

$$\Delta h_c = c_p (T_2 - T_1) = c_p T_1 (\vartheta - 1) \quad (43)$$

- Energija mlaza

$$\Delta h = \Delta h_e - \Delta h_c = c_p T_1 \left(\frac{\vartheta}{\vartheta} - 1\right) (\vartheta - 1) = \text{korisni rad } w_{net} \quad (44)$$

Temperature se mogu uzeti ili kao apsolutne ili kao lokalne statičke, ako su vrlo slične, odnosno ako je razlika između njih 1% i to za slučaj da je lokalna brzina zraka niska ($M < 0.22$). Tako se temperature T_2 , T_3 , T_n mogu smatrati apsolutnim, ali se T_4 uvijek smatra statičkom.

Kako ekspanzija u mlaznici počinje od gotovo zaustavnih uvjeta ($V \approx 0$ i $M \approx 0$) pri potisku T_n , a završava visokom brzinom mlaza V_j i statičkom temperaturom T_4 . Kinetička energija brzine mlaza, također se može prikazati kao promjena entalpije $\Delta h_j = c_p (T_n - T_4)$. To je ujedno i koristan rad dan jednadžbom (44).

$$\text{energija mlaza} = \frac{1}{2} V_j^2 = \Delta h_j = c_p (T_n - T_4) = \text{korisni rad } w_{net} \quad (45)$$

Brzina V_j predstavlja brzinu koja se postiže kada tlak mlaza padne na atmosferski tlak $p_4 = p_a$. Drugim riječima, V_j je također karakteristična potpuno razvijena ili efektivna izlazna brzina mlaza, isto kao i brzina c . Tako je u ovom slučaju statički potisak definiran kao

$$\Delta h_j = \frac{V_j^2}{2} = \frac{c^2}{2} \quad \text{statički potisak} \quad (46)$$

Prema otprije poznatim jednadžbama, potisak se može prikazati kao izraz

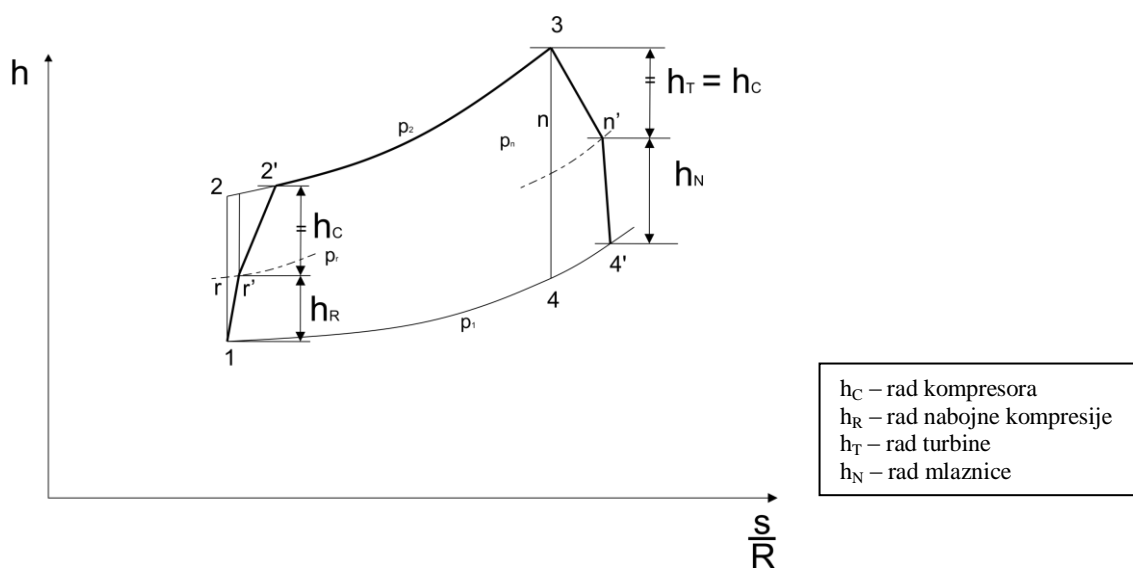
$$T = \dot{m}(c - V) \quad (47)$$

gdje je \dot{m} sekundni maseni protok koji se pretpostavlja konstantnim, a V je brzina slobodne struje.

Iz gornjeg se izraza lako dođe do aproksimativnog izraza tipičnog za transonične letove kroz stratosferu

$$\frac{T}{\dot{m}} = c - V. \quad (48)$$

3.2. Stvarni proces kompresije i ekspanzije



Slika 12. $h,s/R$ dijagram stvarnog ciklusa turboventilatorskog motora

[1]

Kao što gornji dijagram zorno prikazuje, stvarni ciklus izgledat će podosta drugačije od idealnog. Naravno, prvenstveno će biti gubitaka zato jer kompresija i ekspanzija nisu izentropski procesi. Proces i adijabatske nabojne kompresije i ekspanzije mlaza nisu više izentropski. Ti procesi su u stvarnom ciklusu popraćeni velikim rastom entropije. Izvode nije potrebno posebno izvoditi jer se uz gore navedene pojave i gornji dijagram sve jasno vidljivo, a pri tome nam i nisu krucijalne u daljnjem razmatranju.

3.3. Performanse turboventilatorskog motora

Dosad nije spomenut omjer zrak/gorivo na kojeg treba obratiti pozornost pri procjeni performansi motora. Zatim će se proanalizirati potisna specifična potrošnja goriva koja je isto vrlo bitna. Također, posvetit će se pažnje bezdimenzijskim parametrima koji omogućuju vrlo cjelovit prikaz performansi, odnosno karakteristike motora. Takav dijagram će uključivati broj okretaja kompresora, potisak, potisnu specifičnu potrošnju goriva i slične parametre iz kojih se vrlo temeljito može tumačiti rad samog motora.

3.3.1. Omjer zraka i goriva

Motor s unutarnjom, toplom, strujom radit će s omjerom zrak/gorivo

$$AFR_{core} = 1/f_{core} \quad (49)$$

koji se još može zapisati kao

$$\left(\frac{1}{f}\right)_{core} = \left(\frac{\eta HV}{c_p \Delta T}\right)_{core} - 1 = AFR_{core} \quad (50)$$

Zanimljivi oblici gornje jednadžbe jesu oni koji uključuju protoke tople i hladne struje, te BPR

$$\left(\frac{1}{f}\right)_{core} = \left(\frac{\eta HV}{c_p \Delta T}\right)_{core} - 1 = AFR_{core} \quad (51)$$

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_a}{1 + BPR} f_{core} \quad (52)$$

$$\left(\frac{1}{f}\right)_{fan} = \left(\frac{1}{f}\right)_{core} (1 + BPR) \quad (53)$$

$$AFR_{fan} = AFR_{core} (1 + BPR) \quad (54)$$

Hladna struja zraka može se tretirati kao jednostavni proces kompresije, pa zatim ekspanzije. Time se povećala brzina hladne struje što će u konačnici rezultirati povećanjem ukupnog potiska i propulzione iskoristivosti.

3.3.2. Potisna specifična potrošnja goriva

Kako će se kasnije vidjeti, ovo će nam biti jedan od bitnijih parametara pri analizi pogona turboventilatorskog motora. Izraz kojim je definirana potisna specifična potrošnja goriva glasi

$$tsfc_m = \frac{\dot{m}_f}{T} = \frac{\dot{w}_f}{gT} \quad (55)$$

u kojoj je g konstanta gravitacije, a \dot{w}_f težinski protok.

3.3.3. Bezdimenzijski parametri

Bezdimenzijski će nam parametri omogućiti prikaz performansi motora u jednom dijagramu. Postoji 7 relevantnih varijabli za turboventilatorski motor :

- T – potisak
- N – broj okretaja
- D – promjer
- \dot{m} - maseni protok
- V – brzina
- T – temperatura
- p – tlak

Prvi bezdimenzijski parametar bit će vezan uz potisak :

$$\frac{T}{pD^2} \quad (56)$$

Drugi bezdimenzijski parametar je Machov broj :

$$M = \frac{V}{a}. \quad (57)$$

Treći bezdimenzijski parametar odnosit će se na brzinu vrtnje stroja :

$$\frac{ND}{a}. \quad (58)$$

Posljednji bezdimenzijski parametar vezan je uz potisnu specifičnu potrošnju :

$$\frac{tsfc_w D}{a}. \quad (59)$$

U praksi se, gore navedena, četiri parametra koriste u modificiranom obliku.

U obzir uzimamo neka pojednostavljenja :

Kod motora koji se promatra, D je neovisan i stoga ga se ispušta iz daljnjih proračuna.

Vrlo često ćemo brzinu zvuka a zamijeniti s \sqrt{T} . To je moguće ako zrak koji ulazi u motor ima konstantan izentropski eksponent i konstantnu plinsku konstantu, a vrlo često je upravo takav slučaj.

Također se vrijednosti T i p mogu uzeti kao vrijednosti okolišnjeg zraka te se i sami mogu pogodno zamijeniti bezdimenzijskim omjerima θ i δ .

Primjenom svih pojednostavljenja, gornje jednadžbe prelaze u slijedeći oblik :

$$\frac{T}{pD^2} = \frac{T}{\delta} \quad (60)$$

$$M = \frac{V}{a} \quad (61)$$

$$\frac{N}{\sqrt{\theta}} \quad (62)$$

$$\frac{tsfc_w}{\sqrt{\theta}} \quad (63)$$

Uz M koji je bezdimenzionalan, ostala tri parametra su pseudo bezdimenzionalna, te oni imaju dimenziju ovisno o tome koji se sustav jedinica koristi.

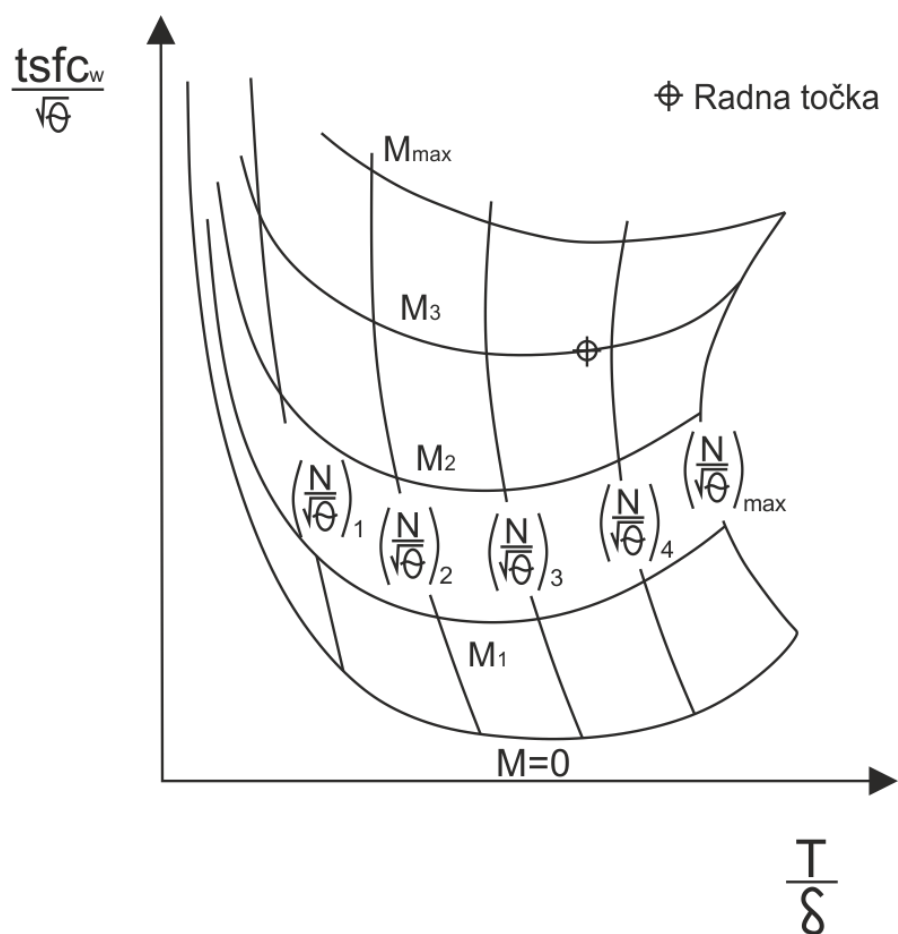
Bezdimenzionalni parametri δ i θ imat će oblik

$$\theta = \frac{T_a}{T_{sls}}$$

$$\delta = \frac{p_a}{p_{sls}}$$

i oni su normirani po *standard sea level*-u, odnosno $p_{sls}=1.01325$ bar, $T_{sls}=288.15$ K.

Krajnji rezultat je slijedeći dijagram :



Slika 13. Prikaz karakteristike motora [1]

4. Metodologija izrade proračunskog modela

Dogovorivši s mentorom temu završnog rada, ideja je kako će se za određen motor (prvotno R-R Trent 800, kasnije promijenjeno u CFM56-5A zbog nemogućnosti pribavke ikakvih podataka) uspijeti dobiti dijagramski prikaz karakteristike motora. Ideja je bila da se variraju ulazni podaci (T_1 , p_1), te da promatramo kako će to variranje utjecati na pogonske karakteristike motora.

Ideja od koje se krenulo, bila je u Matlab-u napraviti skriptu koja će uz promjenjive ulazne parametre generirati željene parametre. Kada se krenulo u izradu, prethodno proučivši same fizikalne zakone pogona mlaznog motora, činilo se da ne bi trebalo biti puno problema oko izrade same skripte. Ulazne podatke trebalo se dobiti pomoću skripte profesora Vrdoljaka *iso.m*, koja bi za različite visine davala različite vrijednosti temperature i tlaka. Time bi se dobio princip kretanja zrakoplova pri raznim visinama.

Drugi korak je uključivao izradu termodinamičkog modela Braytonova ciklusa u Matlab-u, koji bi za ulazne podatke davao fizikalne veličine poput temperatura i tlakova na raznim mjestima mlaznog motora. Termodinamičkom analizom dobile bi se sve relevantne veličine s kojima bi se kasnije mogao nastaviti proračun.

Nakon što bi se dobili sve prethodno navedene podatke, lako bi se moglo izračunati potisak, propulzivnu efikasnost, potisnu specifičnu potrošnju goriva i ostale veličine s kojima bi se kasnije moglo jednostavno dobiti bezdimenzijske parametre i pomoću njih dobiti prikaz karakteristike turboventilatorskog motora CFM56-5A.

Međutim, pri izradi skripte u Matlab-u uočeno je da velik broj konkretnih podataka nedostaje. Neke, poput promjera usisnika, protoka zraka kroz motor, BPR, uspješno se može pronaći na internetu, a za ostale se odlučilo kontaktirati kolegu Savu Popovića, dipl.ing., koji radi u tehničkom sektoru Croatia Airlines. Nadanja su bila da će kolega Popović uspjeti pomoći, međutim, kako je objasnio, ti podaci koji su potrebni su ustvari projektni parametri s kojima oni u održavanju ne raspolažu. No, omogućen je pristup AMM-a od dotičnog motora, međutim ni u njemu nisu uspio pronađeni podaci koji su bili nužni za izvršenje proračuna za dotični motor.

Kako nije bilo drugog izbora, ideja je bila da za podataka koji su pronađeni, dobiti veličine koje su bile potrebne. Poput promjera prvog stupnja kompresora, zadnjeg stupnja turbine, broja okretaja stroja, kompresijskog omjera, temperaturnih omjera, izentropskih koeficijenata,

protočne mase goriva i tome slično, no uz sav trud nije bilo uspjeha. Jednostavno nije bilo dovoljno raspoloživih podataka od kojih bi se počelo računati.

Osnova zadnjeg dijela proračuna bila je sila potiska, koju se uspjelo izraziti preko ulaznih i izlaznih brzina, te propulzivne iskoristivosti i BPR-a

$$T_F = (\dot{m}_F + \dot{m}_G + \dot{m}) \left(\sqrt{\frac{V_4^2 \eta_D + V_1^2 BPR}{BPR + \eta_D}} - V_1 \right)$$

gdje je \dot{m} protok zraka kroz jezgru, \dot{m}_G protok goriva koji se ubrizgava u komori za izgaranje,

\dot{m}_F protok zraka kroz opstrujavajući dio motora, η_D propulzivna iskoristivost

turboventilatorskog motora, V_1 i V_4 su brzine na ulazu u sustav, odnosno izlazu iz sustava i

BPR je omjer protoka opstrujavajuće struje koja ide kroz jezgru motora.

Svi ostali bezdimenzijski parametri potrebni za prikaz karakteristika motora, funkcija su veličina koje bi bile dobivene termodinamičkom analizom. Samim time uspjela bi se napraviti željena analiza.

5. ZAKLJUČAK

Prvenstveno, ostaje žaljenje za podacima do koji nisu upješno pribavljeni i samim time što nije napravljeno nešto više od same metodologije kojom bi se došlo do krajnjeg cilja – prikaza karakteristika turboventilatorskog motora. Bilo bi izvrsno vidjeti kako se zadani motor ponaša, te interpretirati dobivene rezultate. U nedostatku istih, ostaje mogućnost interpretacije postojećeg dijagrama (slika 13.). Puno je parametara koji su uključeni u njega, ali samim time se iz njega može i više toga vidjeti. On je izvrstan izvor informacija za inženjera jer se iz njega može vidjeti ponašanje potrošnje goriva i potisak u odnosu na promjenu brzine ili broja okretaja pri raznim režimima leta. Na koncu, ovaj rad postavlja dobar temelj razumijevanju pojava pri radu turboventilatorskog motora i daje dobre smjernice za izradu samog proračuna koji je u ovom radu bio od interesa (uz uvjet da postoji pristup podacima koji se spominju u prethodnom poglavlju).

Naravno, prema skromnom mišljenju autora.

LITERATURA

- [1] Archer, R. D.; Saarlal, M.: Introduction to Aerospace Propulsion, Prentice Hall, New Jersey, 1996.
- [2] Zucrow, M. J.: Aircraft and Missile Propulsion, John Wiley & Sons, New York, 1958.
- [3] Matijašević, B. : Podloge za predavanja iz mlaznih motora
- [4] Aircraft Maintenance Manual for CFM56-5 type engines
- [5] Internet : <http://en.wikipedia.org/wiki/Turbofan>
- [6] Internet : <http://www.cfmaeroengines.com/>

PRILOZI

I. CD-R disc